

Tema 3. Altimetría y Anemometría

Fundamentos de Navegación Aérea
3º Grado en Ingeniería Aeroespacial

Francisco Gavilán Jiménez

Departamento de Ingeniería Aeroespacial y Mecánica de Fluidos
Escuela Superior de Ingenieros. Universidad de Sevilla

fgavilan@us.es

v1.0 Febrero 2020

Altimetría
Anemometría
Efecto del viento

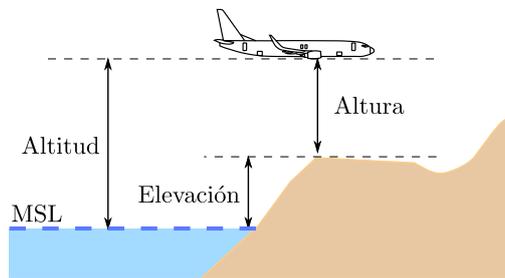
Contenido

- 1 Altimetría
- 2 Anemometría
- 3 Efecto del viento



Altimetría

- Altura: distancia vertical entre el avión y un punto o nivel en la superficie terrestre.
- Altitud: distancia vertical entre el avión y el nivel medio del mar.
- Elevación: distancia vertical entre un punto o nivel en la superficie terrestre y el nivel medio del mar.
- Altitud geodética (h): distancia vertical al elipsoide de referencia.



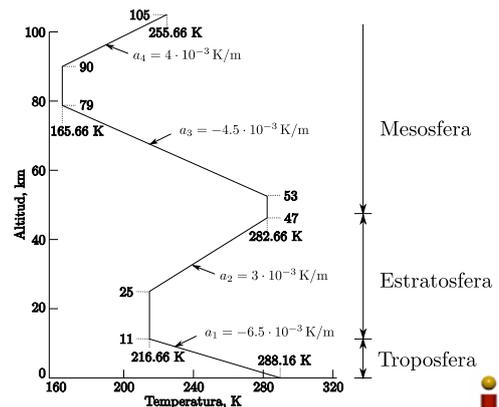
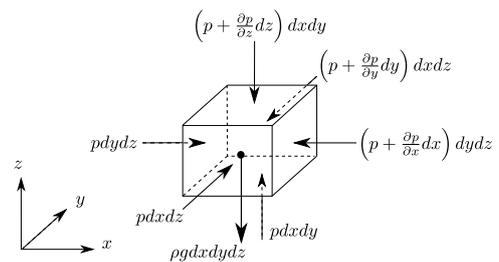
Altitud presión

- Altitud geopotencial (H): se define mediante $g dh = g_0 dH$, siendo $g(\theta, \lambda, h)$ la aceleración geopotencial y $g_0 = 9.80665 \text{ m/s}^2$ la aceleración de caída libre. Para la ecuación de equilibrio fluidoestático:

$$dp = -\rho g dh = -\rho g_0 dH = -\frac{p}{RT} g_0 dH$$

- Altitud presión (H_p): es la altitud geopotencial cuando la distribución de temperatura es la de la atmósfera ISA:

$$dp = -\frac{p}{RT_{ISA}(H_p)} g_0 dH_p$$



Atmósfera Estándar Internacional

- ISA: se asume atmósfera como gas ideal ($R=287.05287 \text{ J}/(\text{kg K})$) en reposo. Ley de variación de temperatura conocida:

$$T_{ISA}(H_p) = \begin{cases} T_0 + \alpha H_p & \text{si } 0 \leq H_p \leq 11000 \text{ m} \\ T_{11} & \text{si } 11000 \text{ m} < H_p \leq 20000 \text{ m} \end{cases}$$

donde $\alpha = -6.5 \cdot 10^{-3} \text{ K/m}$, $T_0=288.15 \text{ K}$ y T_{11} es la temperatura a 11000 m.

- Integrando la ecuación de la fluidoestática: $\frac{dp}{p} = -\frac{g_0 dH}{RT(H)}$

Se obtiene la siguiente relación entre altitud y presión:

$$H_p(p) = \begin{cases} \frac{T_0}{\alpha} \left(\left(\frac{p}{p_0} \right)^{\frac{-R\alpha}{g_0}} - 1 \right) & \text{si } p_{11} \leq p \leq p_0 \\ 11000 + \frac{RT_{11}}{g_0} \log \left(\frac{p_{11}}{p} \right) & \text{si } p_{20} \leq p < p_{11} \end{cases}$$

- Se asume que la presión estándar a nivel del mar es $p_0=101325 \text{ Pa}$.



Altímetro barométrico

Altímetro barométrico: proporciona una medida de la altura o de la altitud a partir de la presión medida (utilizando atmósfera ISA). La lectura que proporciona, z , sigue la ley

$$z(p) = H_p(p) - H_p(p_r)$$

donde p_r es una presión de referencia, conocida como **reglaje del altímetro**.

Reglajes (p_r)

- QNE.** Reglaje estándar. QNE = 1013.2 mbar. Se tiene que $H_p(p_0)=0$ y el altímetro proporciona altitud presión. Se utiliza en ruta.
- QFE.** Reglaje local. QFE = presión real en el aeropuerto. La lectura del altímetro cuando el avión está en tierra es cero, por lo que el (altímetro indica alturas).
- QNH.** Reglaje local. La presión QNH es aquella que cumple que la lectura del altímetro cuando el avión está en tierra es la elevación del aeropuerto, h_A .

$$h_A = H_p(\text{QFE}) - H_p(\text{QNH})$$

Es el reglaje local más utilizado.



Niveles de Vuelo

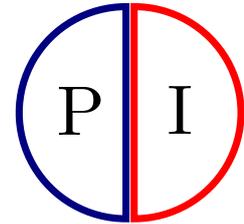
Nivel de vuelo: centésima parte de la altitud presión, expresada en ft y redondeada a un número entero.

- Ejemplo: 24000 ft corresponde a FL 240.
- En la práctica se utilizan niveles de vuelo equiespaciados 500 ft (FL 210, 215, 220, ...)

IFR	FL Impar	FL 330 (33000 ft)
VFR	FL Par	FL 325 (32500 ft)
IFR	FL Par	FL 320 (32000 ft)
VFR	FL Impar	FL 315 (31500 ft)
IFR	FL Impar	FL 310 (31000 ft)
VFR	FL Par	FL 305 (30500 ft)

Como regla general...

- Hasta FL410, hacia el Este → FL Impares.
- Hasta FL410, hacia el Oeste → FL Pares.
- A partir de FL410, vuelos hacia el Este utilizan FL 410 450 ...
- A partir de FL410, vuelos hacia el Oeste utilizan FL 430 470 ...

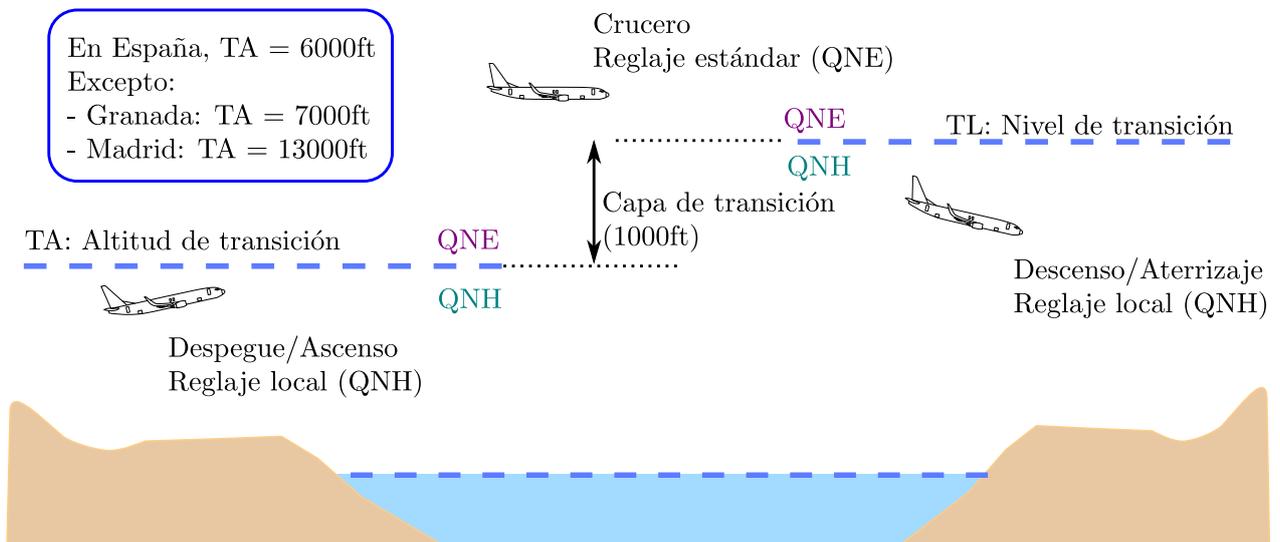


PI: "Pares a la Izquierda"

Siempre hay que consultar las cartas para saber los niveles de vuelo permitidos.



Altitud y Nivel de Transición

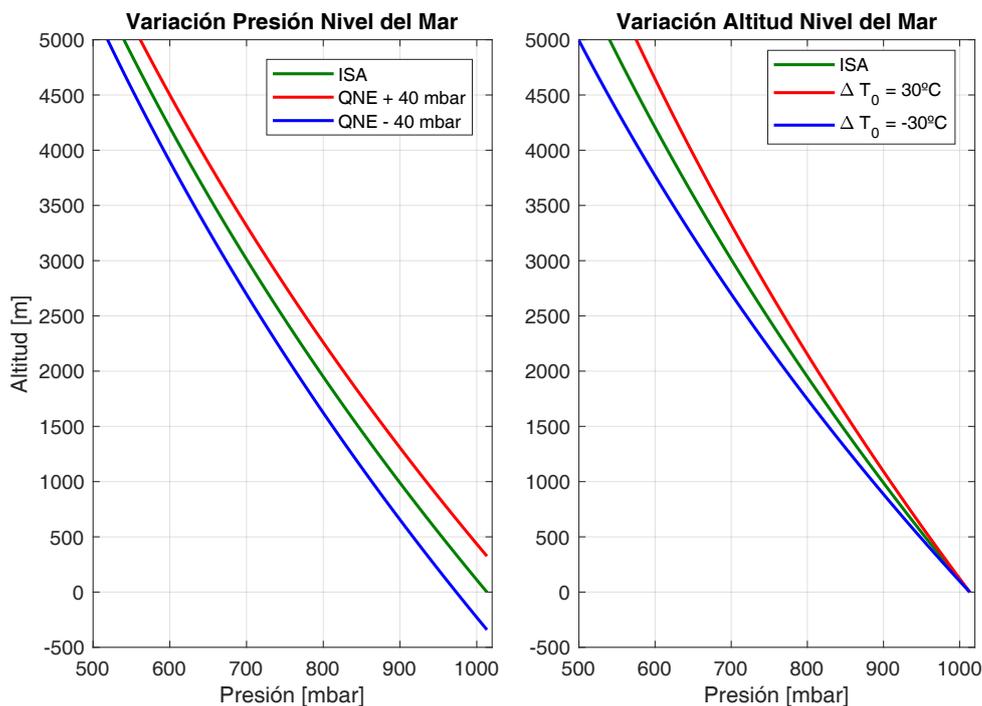


Niveles de transición (Reglamento Circ. Aérea)

TA [ft]	QNH [HPa]	de 942.2 a 959.4	de 959.5 a 977.1	de 977.2 a 995.0	de 995.1 a 1013.2	de 1013.3 a 1031.6	de 1031.7 a 1050.3				
1500	1600	1700	1800	1900	45	40	35	30	25	20	
2000	2100	2200	2300	2400	50	45	40	35	30	25	
2500	2600	2700	2800	2900	55	50	45	40	35	30	
3000	3100	3200	3300	3400	60	55	50	45	40	35	
3500	3600	3700	3800	3900	65	60	55	50	45	40	
4000	4100	4200	4300	4400	70	65	60	55	50	45	
4500	4600	4700	4800	4900	75	70	65	60	55	50	
5000	5100	5200	5300	5400	80	75	70	65	60	55	
5500	5600	5700	5800	5900	85	80	75	70	65	60	
6000	6100	6200	6300	6400	90	85	80	75	70	65	
6500	6600	6700	6800	6900	95	90	85	80	75	70	
7000	7100	7200	7300	7400	100	95	90	85	80	75	



Errores condiciones ISA



Contenido

- 1 Altimetría
- 2 Anemometría
- 3 Efecto del viento

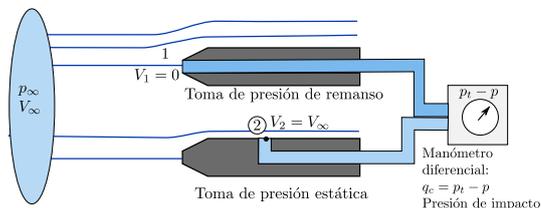


11 / 16

Anemómetro

Anemómetro: instrumento que mide la velocidad relativa del avión con respecto al aire en que se mueve, esto es, la **velocidad aerodinámica**

- Se basa en un sistema de Pitot y estática



- El manómetro mide la diferencia entre la presión de remanso (p_t) y la presión estática (p), lo cual se conoce como **presión de impacto (q_c)**
- En régimen incompresible, puede escribirse la ecuación de Bernoullie:

$$p_t = \frac{1}{2}\rho V^2 + p,$$

- En este caso q_c (medida en el sistema de pitot y estática) coincidiría con la presión dinámica $q = \frac{1}{2}\rho V^2$



12 / 16

Anemómetro II

Por otro lado, en régimen compresible, se tiene

$$\frac{p_t}{p} = \left[1 + \frac{\gamma_g - 1}{2} M^2 \right]^{\frac{\gamma_g}{\gamma_g - 1}} \Rightarrow \frac{q_c + p}{p} = \left[1 + \frac{\gamma_g - 1}{2} \frac{\rho V^2}{\gamma_g p} \right]^{\frac{\gamma_g}{\gamma_g - 1}},$$

$$V = \sqrt{\frac{2}{k} \frac{p}{\rho} \left[\left(\frac{q_c}{p} + 1 \right)^k - 1 \right]}, \quad k = \frac{\gamma_g - 1}{\gamma_g}$$

En aviación se definen las siguientes velocidades:

- TAS (*True Air Speed*). Se trata del valor real de la velocidad de vuelo. Requiere medir con total precisión la presión de impacto, la presión estática y la densidad.
- CAS (*Calibrated Air Speed*).

$$V_{CAS} = \sqrt{\frac{2}{k} \frac{p_{SL}}{\rho_{SL}} \left[\left(\frac{q_c}{p_{SL}} + 1 \right)^k - 1 \right]},$$

Por tanto, a nivel del mar, CAS y TAS coinciden.



Anemómetro III

Nótese que la **diferencia CAS/TAS varía con la altitud:**

$$V_{TAS} = \sqrt{\frac{2}{k} \frac{p}{\rho} \left[\left(1 + \frac{p_{SL}}{p} \left[\left(1 + \frac{k}{2} \frac{\rho_{SL}}{p_{SL}} V_{CAS}^2 \right)^{1/k} - 1 \right] \right)^k - 1 \right]}$$

En la práctica, la velocidad que proporciona el anemómetro se conoce como **Velocidad Indicada (IAS)**

Se diferencia de la CAS en:

- Errores de sensor e indicador.
- Errores de instalación de las sondas de anemometría en el avión.

Los errores de instalación pueden llegar a ser relevantes, y en la práctica se requiere un proceso de calibración del anemómetro.



Contenido

- 1 Altimetría
- 2 Anemometría
- 3 Efecto del viento



15 / 16

Efecto del viento

- La velocidad del viento se mide por su magnitud y su dirección siempre velocidad respecto de tierra.
- La dirección del viento es de donde viene el viento; se mide respecto del norte geográfico.
 - Ejemplo: $\vec{w} = 270^\circ / 40$ sopla del oeste con magnitud 40 kt.
- Componentes del viento en la dirección de vuelo introducen cambios en los tiempos de vuelo
- Componentes del viento en la dirección perpendicular introducen **deriva**.



- Se resuelve el triángulo de velocidades (teoremas del seno y del coseno).



16 / 16